



ИКАО

Международные стандарты
и Рекомендуемая практика

Приложение 16 к Конвенции о международной гражданской авиации

Охрана окружающей среды

Том III. Эмиссия CO₂ самолетов
Издание первое, июль 2017 года



Первое издание тома III Приложения 16 применяется с 1 января 2018 года.

Сведения о применении Стандартов и Рекомендуемой практики
содержатся в предисловии.

МЕЖДУНАРОДНАЯ ОРГАНИЗАЦИЯ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ



| ИКАО

Международные стандарты
и Рекомендуемая практика

Приложение 16 к Конвенции о международной гражданской авиации

Охрана окружающей среды

Том III. Эмиссия CO₂ самолетов

Издание первое, июль 2017 года

Первое издание тома III Приложения 16 применяется с 1 января 2018 года.

Сведения о применении Стандартов и Рекомендуемой практики
содержатся в предисловии.

МЕЖДУНАРОДНАЯ ОРГАНИЗАЦИЯ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ

Опубликовано отдельными изданиями на русском, английском, арабском, испанском, китайском и французском языках
МЕЖДУНАРОДНОЙ ОРГАНИЗАЦИЕЙ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ.
999 Robert-Bourassa Boulevard, Montréal, Quebec, Canada H3C 5H7

Информация о порядке оформления заказов и полный список агентов по продаже и книготорговых фирм размещены на веб-сайте ИКАО www.icao.int.

Издание первое, 2017

Приложение 16. **Охрана окружающей среды**
Том III. **Эмиссия CO₂ самолетов**
Номер заказа: AN16-3
ISBN 978-92-9258-238-8

© ИКАО, 2017

Все права защищены. Никакая часть данного издания не может воспроизводиться, храниться в системе поиска или передаваться ни в какой форме и никакими средствами без предварительного письменного разрешения Международной организации гражданской авиации.

ПОПРАВКИ

Об издании поправок сообщается в дополнениях к *Каталогу продукции и услуг ИКАО*; Каталог и дополнения к нему имеются на веб-сайте ИКАО www.icao.int. Ниже приводится форма для регистрации поправок.

РЕГИСТРАЦИЯ ПОПРАВКИ И ИСПРАВЛЕНИЙ

[illegible][illegible]

ОГЛАВЛЕНИЕ

Страница

Предисловие	(vii)
Часть I. ОПРЕДЕЛЕНИЯ И УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ.....	I-1
ГЛАВА 1. Определения	I-1-1
ГЛАВА 2. Условные обозначения	I-2-1
Часть II. СТАНДАРТ НА СЕРТИФИКАЦИЮ САМОЛЕТОВ ПО ЭМИССИИ CO₂, ОСНОВАННЫЙ НА ПОТРЕБЛЕНИИ ТОПЛИВА.....	II-1-1
ГЛАВА 1. Административные вопросы	II-1-1
ГЛАВА 2.	II-2-1
1. Дозвуковые реактивные самолеты массой более 5700 кг	II-2-1
2. Винтовые самолеты массой более 8618 кг	II-2-1
2.1 Применимость	II-2-1
2.2 Оценочный показатель эмиссии CO ₂	II-2-2
2.3 Исходные значения массы самолета	II-2-2
2.4 Максимально допустимое значение оценочного показателя эмиссии CO ₂	II-2-3
2.5 Стандартные условия для определения удельной дальности полета самолета	II-2-3
2.6 Методика испытаний	II-2-4

ДОБАВЛЕНИЯ

ДОБАВЛЕНИЕ 1. Определение значения оценочного показателя эмиссии CO ₂ для самолетов.....	ДОБ 1-1
1. Дозвуковые реактивные самолеты массой более 5700 кг	ДОБ 1-1
2. Винтовые самолеты массой более 8618 кг	ДОБ 1-1
1. Введение.....	ДОБ 1-1
2. Методика определения удельной дальности полета	ДОБ 1-1
3. Условия проведения сертификационных испытаний и измерений для определения удельной дальности полета	ДОБ 1-2
4. Измерение удельной дальности полета самолета.....	ДОБ 1-4
5. Расчет исходной удельной дальности полета по данным измерений.....	ДОБ 1-6
6. Достоверность результатов	ДОБ 1-8
7. Расчет значения оценочного показателя эмиссии CO ₂	ДОБ 1-8
8. Представление данных сертифицирующему органу	ДОБ 1-8
ДОБАВЛЕНИЕ 2. Исходный геометрический коэффициент	ДОБ 2-1

ПРЕДИСЛОВИЕ

Историческая справка

Стандарты и Рекомендуемая практика по охране окружающей среды были впервые приняты Советом 2 апреля 1971 года в соответствии с положениями статьи 37 Конвенции о международной гражданской авиации (Чикаго, 1944 год) в виде Приложения 16 к Конвенции. Настоящий том III Приложения 16 разрабатывался следующим образом:

На 36-й сессии Ассамблеи ИКАО в 2007 году Договаривающиеся государства приняли резолюцию А36-22 Ассамблеи, озаглавленную *"Сводное заявление о постоянной политике и практике ИКАО в области охраны окружающей среды"*. Этой резолюцией предусматривалось определение процесса разработки и подготовки рекомендации Совету относительно программы действий в области международной авиации и изменения климата и общей стратегии ограничения или сокращения эмиссии парниковых газов, относимой на счет международной гражданской авиации.

Разработка стандарта на эмиссию CO₂ для самолетов входила в число мер, направленных на решение проблемы эмиссии парниковых газов международной авиации, и была одним из рекомендованных элементов для включения в программу действий ИКАО в области международной авиации и изменения климата. Эта программа была впоследствии одобрена в октябре 2009 года на Совещании высокого уровня по международной авиации и изменению климата ИКАО.

В соответствии с этой программой действий ИКАО на 8-м совещании Комитета по охране окружающей среды от воздействия авиации (САЕР/8) в феврале 2010 года было решено разработать Международные стандарты и Рекомендуемую практику по эмиссии CO₂ для самолетов. Это решение было утверждено Советом ИКАО в мае 2010 года. Впоследствии на 37-й сессии Ассамблеи ИКАО в 2010 году были приняты резолюции А37-18 и А37-19 с просьбой к Совету разработать глобальный стандарт на эмиссию CO₂ самолетов. САЕР разработал проект Международных стандартов и Рекомендуемой практики на авиационную эмиссию CO₂ и после внесения в него изменений в результате обычных консультаций с Договаривающимися государствами Организации, Совет ИКАО принял настоящий том III Приложения 16.

В таблице А указаны источники вносившихся в Приложение поправок, а также перечень основных затрагиваемых вопросов, даты принятия Приложения и поправок Советом и даты их вступления в силу и начала применения.

Применимость

В части I тома III Приложения 16 приводятся определения и условные обозначения. В части II содержатся Стандарты и Рекомендуемая практика, касающиеся сертификации самолетов по эмиссии CO₂ на основе потребления топлива, применимые к классам самолетов, указанным в части II тома III Приложения 16, когда такие самолеты заняты в международной аэронавигации.

Действия Договаривающихся государств

Уведомление о различиях. Внимание Договаривающихся государств обращается на налагаемое статьей 38 Конвенции обязательство, по которому Договаривающимся государствам надлежит уведомлять Организацию о любых различиях между их национальными правилами и практикой и содержащимися в настоящем Приложении Международными стандартами и любыми поправками к ним. Договаривающимся государствам предлагается направлять такое уведомление также о различиях с Рекомендуемой практикой, содержащейся в настоящем Приложении, и любыми поправками к ней, если уведомление о таких различиях имеет важное значение для безопасности аэронавигации. Кроме того, Договаривающимся государствам предлагается своевременно информировать Организацию о любых различиях, которые могут впоследствии возникнуть, или об устранении каких-либо различий, уведомление о которых было представлено ранее. После принятия каждой поправки к настоящему Приложению Договаривающимся государствам будет незамедлительно направляться конкретная просьба представить уведомление о различиях.

Помимо обязательства государств по статье 38 Конвенции, внимание государств обращается также на положения Приложения 15, касающиеся публикации через посредство служб аэронавигационной информации различий между их национальными правилами и практикой и соответствующими Стандартами и Рекомендуемой практикой ИКАО.

Использование текста Приложения в национальных правилах. 13 апреля 1948 года Совет принял резолюцию, в которой обратил внимание Договаривающихся государств на желательность использования ими в своих национальных правилах, насколько это практически возможно, точной формулировки тех Стандартов ИКАО, которые носят нормативный характер, а также уведомления об отклонениях от Стандартов, в том числе о любых дополнительных национальных правилах, имеющих важное значение для безопасности и регулярности международной аэронавигации. Положения настоящего Приложения сформулированы по возможности таким образом, чтобы облегчить их включение, без существенных изменений текста, в национальное законодательство.

Статус составных частей Приложения

Приложения состоят из указанных ниже частей, которые, однако, необязательно присутствуют в каждом Приложении; эти части имеют следующий статус:

1. *Материал собственно Приложения:*

- a) *Стандарты и Рекомендуемая практика*, принятые Советом в соответствии с положениями Конвенции. Они определяются следующим образом:

Стандарт. Любое требование к физическим характеристикам, конфигурации, материальной части, техническим характеристикам, персоналу или правилам, единообразное применение которого признается необходимым для обеспечения безопасности и регулярности международной аэронавигации и которое Договаривающиеся государства будут соблюдать согласно Конвенции; в случае невозможности соблюдения Стандарта Совету в обязательном порядке направляется уведомление в соответствии со статьей 38.

Рекомендуемая практика. Любое требование к физическим характеристикам, конфигурации, материальной части, техническим характеристикам, персоналу или правилам, единообразное применение которого признается желательным в интересах безопасности, регулярности и эффективности международной аэронавигации и которое Договаривающиеся государства будут стремиться соблюдать в соответствии с Конвенцией.

- b) *Добавления*, содержащие материал, который сгруппирован отдельно для удобства пользования, но является составной частью Стандартов и Рекомендуемой практики, принятых Советом.
- c) *Положения*, определяющие порядок применения Стандартов и Рекомендуемой практики.

- d) *Определения* употребляемых в Стандартах и Рекомендуемой практике терминов, которые не имеют общепринятых словарных значений и нуждаются в пояснениях. Определение не имеет самостоятельного статуса, но является важной частью каждого Стандарта и Рекомендуемой практики, в которых употребляется термин, поскольку изменение значения термина может повлиять на смысл требования.
- e) *Таблицы и рисунки*, которые дополняют или иллюстрируют тот или иной Стандарт или Рекомендуемую практику, где на них делается ссылка, являются частью соответствующего Стандарта или Рекомендуемой практики и имеют тот же статус.

2. *Материал, утвержденный Советом для опубликования вместе со Стандартами и Рекомендуемой практикой:*

- a) *Предисловия*, содержащие исторические справки и пояснения к действиям Совета, а также разъяснение обязательств государств по применению Стандартов и Рекомендуемой практики, вытекающих из Конвенции и резолюции о принятии.
- b) *Введения*, содержащие пояснительный материал, помещаемый в начале частей, глав или разделов Приложения для облегчения понимания порядка применения текста.
- c) *Примечания*, включаемые, где это необходимо, в текст, чтобы дать фактологическую информацию или ссылки, имеющие отношение к соответствующим Стандартам и Рекомендуемой практике; эти примечания не являются составной частью Стандартов или Рекомендуемой практики.
- d) *Дополнения*, содержащие материал, который дополняет Стандарты и Рекомендуемую практику или служит руководством по их применению.

Выбор языка

Настоящее Приложение принято на шести языках: русском, английском, арабском, испанском, китайском и французском. Каждому Договаривающемуся государству предлагается выбрать для целей внутреннего использования и для других предусмотренных Конвенцией целей текст на одном из указанных языков непосредственно или в переводе на свой язык и соответственно уведомить Организацию.

Редакционная практика

Для быстрого определения статуса каждого положения принят следующий порядок: *Стандарты* печатаются светлым прямым шрифтом; *Рекомендуемая практика* – светлым курсивом с добавлением впереди слова "**Рекомендация**"; *примечания* – светлым курсивом с добавлением впереди слова "*Примечание*".

Следует иметь в виду, что при формулировании технических требований на русском языке применяется следующее правило: в тексте Стандартов глагол ставится в настоящем времени, изъявительном наклонении, а в Рекомендуемой практике используются вспомогательные глаголы "следует" или "должен" в соответствующем лице с инфинитивом основного глагола.

Используемые в настоящем документе единицы измерения соответствуют Международной системе единиц (СИ), как указано в Приложении 5 к Конвенции о международной гражданской авиации. В тех случаях, когда Приложение 5 допускает использование альтернативных единиц, не входящих в систему СИ, эти единицы указываются в скобках после основных единиц. В тех случаях, когда приводятся единицы двух систем, нельзя считать, что пары значений равнозначны и взаимозаменяемы. Однако можно исходить из того, что при исключительном использовании единиц той или другой системы обеспечивается эквивалентный уровень безопасности полетов.

Любая ссылка на какой-либо обозначенный номером раздел данного документа относится ко всем его подразделам.

Таблица А. Поправки к Приложению 16

<i>Поправка</i>	<i>Источник(и)</i>	<i>Вопрос(ы)</i>	<i>Даты принятия, вступления в силу, начала применения</i>
1-е издание	10-е совещание Комитета по охране окружающей среды от воздействия авиации (CAEP/10)	Принятие тома III Приложения 16, содержащего Стандарты и Рекомендуемую практику, касающиеся сертификации звуковых самолетов по эмиссии CO ₂	3 марта 2017 года 21 июля 2017 года 1 января 2018 года

МЕЖДУНАРОДНЫЕ СТАНДАРТЫ И РЕКОМЕНДУЕМАЯ ПРАКТИКА

ЧАСТЬ I. ОПРЕДЕЛЕНИЯ И УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

ГЛАВА 1. ОПРЕДЕЛЕНИЯ

Государство разработчика. Государство, обладающее юрисдикцией в отношении организации, ответственной за конструкцию типа.

Дозвуковой самолет. Самолет, не способный выполнять установившийся горизонтальный полет на скоростях, превышающих число Маха 1.

Зона кабины летного экипажа. Часть кабины исключительно предназначенная для использования летным экипажем.

Исходный геометрический коэффициент. Поправочный коэффициент, основанный на измерении размера фюзеляжа самолета с использованием двухмерной проекции фюзеляжа.

Максимальная взлетная масса. Наивысшая из всех значений взлетной массы для конфигурации конструкции типа.

Максимальная пассажировместимость. Максимальное сертифицированное количество пассажиров для конструкции типа самолета.

Модель для расчета характеристик. Валидированное на основе скорректированных данных летных испытаний аналитическое средство или метод, который может использоваться для определения значений SAR в целях расчета значения оценочного показателя эмиссии CO₂ в стандартных условиях.

Модифицированный вариант самолета, не сертифицированного по CO₂. Отдельный самолет, соответствующий существующему сертификату типа, но не сертифицированный согласно тому III Приложения 16, на котором до выдачи первого сертификата летной годности самолета произведены изменения в конструкции типа, которые увеличивают значение оценочного показателя эмиссии CO₂ более чем на 1,5 % или считаются значительными изменениями по CO₂.

Модифицированный вариант самолета, сертифицированного по эмиссии CO₂. Самолет с внесенными в конструкцию типа изменениями, которые могут увеличить его максимальную взлетную массу или значение его оценочного показателя эмиссии CO₂ более чем на:

- a) 1,35 % при максимальной взлетной массе 5700 кг с линейным уменьшением до;
- b) 0,75 % при максимальной взлетной массе 60 000 кг с линейным уменьшением до;
- c) 0,70 % при максимальной взлетной массе 600 000 кг;
- d) является постоянным и равным 0,70 % при максимальных взлетных массах, превышающих 600 000 кг.

Примечание. В тех случаях, когда сертифицирующий орган считает, что предложенное изменение конструкции, конфигурации, мощности или массы настолько значительно, что требуется проведение новой проверки на соответствие установленным нормам летной годности, самолет будет рассматриваться в качестве нового типа, а не модифицированного варианта.

Оптимальные условия. Сочетание значений абсолютной высоты и воздушной скорости в пределах указанного в руководстве по летной эксплуатации самолета утвержденного диапазона эксплуатационных режимов, которое обеспечивает наивысшее значение удельной дальности полета при каждой исходной массе самолета.

Самолет. Воздушное судно тяжелее воздуха, приводимое в движение силовой установкой, подъемная сила которого в полете создается за счет аэродинамических реакций на поверхностях, остающихся неподвижными в данных условиях полета.

Сертификат типа. Документ, выданный Договаривающимся государством для определения конструкции типа воздушного судна, двигателя или воздушного винта и подтверждения того, что эта конструкция отвечает соответствующим нормам летной годности данного государства.

Примечание. Для типа двигателя или воздушного винта некоторые государства могут выдавать документ, эквивалентный сертификату типа.

Удельная дальность полета. Расстояние, пролетаемое самолетом на крейсерском режиме полета, на единицу потребленного топлива.

Эквивалентная методика. Методика испытания или анализа, которая хотя и отличается от оговоренной в настоящем томе Приложения 16, дает, согласно технической оценке сертифицирующего органа, фактически то же самое значение оценочного показателя эмиссии CO₂, что и оговоренная процедура.

ГЛАВА 2. УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

В тех случаях, когда в томе III настоящего Приложения употребляются приведенные ниже условные обозначения, они имеют следующие значения:

Гц	герц (циклы в секунду)
AVG	средний
CG	центр тяжести
CO ₂	диоксид углерода
g ₀	стандартное ускорение свободного падения на уровне моря и географической широте 45,5°, 9,80665 (м/с ²)
MTOM	максимальная взлетная масса (кг)
OML	внешняя линия обвода
RGF	исходный геометрический коэффициент
RSS	корень из суммы квадратов
SAR	удельная дальность полета (км/кг)
TAS	истинная воздушная скорость (км/ч)
W _f	суммарный расход топлива самолета (кг/ч)
δ	отношение атмосферного давления на заданной высоте к атмосферному давлению на уровне моря

ЧАСТЬ II. СТАНДАРТ НА СЕРТИФИКАЦИЮ САМОЛЕТОВ ПО ЭМИССИИ CO₂, ОСНОВАННЫЙ НА ПОТРЕБЛЕНИИ ТОПЛИВА

ГЛАВА 1. АДМИНИСТРАТИВНЫЕ ВОПРОСЫ

1.1 Положения пп. 1.2–1.11 применяются ко всем самолетам, включенным в классы, определенные для целей сертификации по эмиссии CO₂ в главе 2 настоящей части, если такие самолеты заняты в международной авиации.

1.2 Сертификат о соответствии нормам по эмиссии CO₂ выдается или ему придается сила государством регистрации самолета на основании убедительных данных о том, что этот самолет отвечает требованиям, которые по крайней мере равноценны применимым Стандартам, указанным в настоящем Приложении.

1.3 Договаривающиеся государства признают действительной сертификацию по эмиссии CO₂, произведенную другим Договаривающимся государством, при условии, что требования, в соответствии с которыми производилась сертификация, по крайней мере равноценны Стандартам, содержащимся в настоящем Приложении.

1.4 Поправкой к настоящему тому Приложения, которая будет использоваться Договаривающимся государством, является та поправка, которая применима на дату подачи этому Договаривающемуся государству заявки на сертификат типа в случае нового типа, утверждения изменения в конструкции типа в случае модифицированного варианта, или подачи заявки в рамках эквивалентной процедуры, установленной сертифицирующим органом данного Договаривающегося государства.

Примечание. Когда начинают применяться новое издание настоящего Приложения или поправка к нему (согласно таблице А в предисловии), они заменяют все предыдущие издания и поправки.

1.5 Если в настоящем томе Приложения не установлено иначе, датой, которая будет использоваться Договаривающимися государствами для определения начала применения Стандартов настоящего Приложения, является дата подачи государству разработчика заявки на сертификат типа или дата подачи заявки в рамках эквивалентной процедуры, установленной сертифицирующим органом государства разработчика.

1.6 Заявка действует в течение периода, указанного в нормах летной годности применительно к конкретному типу самолета, за исключением особых случаев, когда сертифицирующий орган продлевает данный период. В том случае, если такой период действительности превышен, датой, используемой для определения применимости Стандартов настоящего Приложения, является дата выдачи сертификата типа или утверждения изменения в конструкции типа, или дата выдачи утверждения в рамках эквивалентной процедуры, установленной государством разработчика, за вычетом этого периода действительности.

1.7 Для модифицированных вариантов самолетов, не сертифицированных по CO₂, и модифицированных вариантов самолетов, сертифицированных по CO₂, положения, касающиеся применения Стандартов настоящего Приложения, относятся к дате подачи "заявки на сертификацию изменения в конструкции типа". Датой, которая будет использоваться Договаривающимися государствами для определения начала применения Стандартов настоящего Приложения, является дата подачи заявки на изменение в конструкции типа Договаривающемуся государству, которое впервые сертифицировало изменение в конструкции типа.

1.8 Если положения, определяющие порядок применения Стандартов настоящего Приложения, относятся к дате, когда сертификат летной годности был впервые выдан для отдельного самолета, то датой, которая будет использоваться Договаривающимися государствами для определения начала применения Стандартов настоящего Приложения, является дата выдачи первого сертификата летной годности любым Договаривающимся государством.

1.9 Сертифицирующий орган публикует сертифицированное значение оценочного показателя эмиссии CO₂, присвоенное или подтвержденное этим органом.

1.10 Использование эквивалентных методик вместо методик, указанных в добавлениях к настоящему тому Приложения 16, утверждается сертифицирующим органом.

Примечание. Инструктивный материал по использованию эквивалентных методик содержится в томе III "Методики сертификации самолетов по эмиссии CO₂" Технического руководства по окружающей среде (Doc 9501).

1.11 Договаривающиеся государства признают действительными освобождения для самолетов, предоставляемые полномочным органом другого Договаривающегося государства, ответственным за изготовление самолета, при условии использования соответствующей процедуры.

Примечание. Инструктивный материал по соответствующим процедурам и критериям предоставления освобождений, содержится в томе III "Методики сертификации самолетов по эмиссии CO₂" Технического руководства по окружающей среде (Doc 9501).

ГЛАВА 2

1. ДОЗВУКОВЫЕ РЕАКТИВНЫЕ САМОЛЕТЫ МАССОЙ БОЛЕЕ 5700 кг

2. ВИНТОВЫЕ САМОЛЕТЫ МАССОЙ БОЛЕЕ 8618 кг

2.1 Применимость

Примечание. См. также пп. 1.4, 1.5, 1.6, 1.7, 1.8 и 1.11 главы 1.

2.1.1 За исключением самолетов-амфибий, самолетов, первоначально сконструированных или модифицированных и используемых для выполнения особых эксплуатационных требований, самолетов, сконструированных с нулевым исходным геометрическим коэффициентом (RGF) и тех самолетов, которые специально сконструированы или модифицированы и используются для целей борьбы с пожарами, Стандарты настоящей главы применяются в отношении:

- a) дозвуковых реактивных самолетов, включая их модифицированные варианты, с максимальной взлетной массой более 5700 кг, в отношении которых заявка на сертификат типа была подана 1 января 2020 года или позже, за исключением самолетов с максимальной взлетной массой, равной 60 000 кг или менее, и максимальной пассажироместимостью 19 мест или менее;
- b) дозвуковых реактивных самолетов, включая их модифицированные варианты, с максимальной взлетной массой более 5700 кг и равной 60 000 кг или менее, и максимальной пассажироместимостью 19 мест или менее, в отношении которых заявка на сертификат типа была подана 1 января 2023 года или позже;
- c) всех винтовых самолетов, включая их модифицированные варианты, с максимальной взлетной массой более 8618 кг, в отношении которых заявка на сертификат типа была подана 1 января 2020 года или позже;
- d) модифицированных вариантов не сертифицированных по CO₂ дозвуковых реактивных самолетов с максимальной сертифицированной взлетной массой более 5700 кг, в отношении которых заявка на сертификацию изменения в конструкции типа была подана 1 января 2023 года или позже;
- e) модифицированных вариантов не сертифицированных по CO₂ винтовых самолетов с максимальной сертифицированной взлетной массой более 8618 кг, в отношении которых заявка на сертификацию изменения в конструкции типа была подана 1 января 2023 года или позже;
- f) отдельных не сертифицированных по CO₂ дозвуковых реактивных самолетов с максимальной сертифицированной взлетной массой более 5700 кг, в отношении которых сертификат летной годности был впервые выдан 1 января 2028 года или позже;
- g) отдельных не сертифицированных по CO₂ винтовых самолетов с максимальной сертифицированной взлетной массой более 8618 кг, в отношении которых сертификат летной годности был впервые выдан 1 января 2028 года или позже.

Примечание. Самолеты, первоначально сконструированные или модифицированные и используемые для выполнения специальных эксплуатационных требований, рассматриваются сертифицирующим полномочным органом в качестве конфигураций типа самолета, имеющих отличающиеся расчетные характеристики для удовлетворения

конкретных эксплуатационных потребностей по сравнению с традиционными типами гражданских самолетов, охватываемых положениями настоящего тома Приложения 16, в результате чего значение оценочного показателя эмиссии CO₂ может очень значительно отличаться.

2.1.2 Несмотря на п. 2.1.1, Договаривающееся государство может признать, что применительно к самолетам, занесенным в его реестр, не требуется демонстрировать соответствие положениям Стандартов тома III Приложения 16 в случае замены двигателя на ограниченный срок, когда изменение типовой конструкции предусматривает, что самолет не может эксплуатироваться в течение периода, превышающего 90 дней, если в отношении такого изменения типовой конструкции не будет продемонстрировано соответствие действующим положениям тома III Приложения 16. Это относится только к изменениям, обусловленным выполнением требуемых работ по техническому обслуживанию.

2.1.3 О предоставлении освобождения для самолета на основании требований к применимости, указанных в п. 2.1.1, делается отметка в заключении о соответствии, выдаваемом сертифицирующим органом. Сертифицирующие органы учитывают количество освобождаемых самолетов, которые будут производиться, и их воздействие на окружающую среду. Информация об освобождениях, определяемых по серийному номеру самолета, предоставляется через официальный государственный реестр.

Примечание. Дополнительный инструктивный материал по вопросам выдачи освобождений содержится в томе III "Методики сертификации самолетов по эмиссии CO₂" Технического руководства по окружающей среде (Doc 9501).

2.2 Оценочный показатель эмиссии CO₂

Этот показатель определяется как среднее из значений 1/SAR, установленных для трех значений исходной массы, указанных в п. 2.3, а RGF определяется в добавлении 2. Значение показателя рассчитывается по следующей формуле:

$$\text{Значение оценочного показателя эмиссии CO}_2 = \frac{\left(\frac{1}{\text{SAR}}\right)_{\text{AVG}}}{(\text{RGF})^{0,24}}.$$

Примечание 1. Значение показателя выражается в единицах кг/км.

Примечание 2. Оценочный показатель эмиссии CO₂ является показателем, основанным на удельной дальности полета (SAR) с учетом корректировки на размер фюзеляжа.

2.3 Исходные значения массы самолета

2.3.1 Значение 1/SAR устанавливается по каждому из следующих трех значений исходной массы самолета при проведении испытаний в соответствии с настоящими Стандартами:

- а) большая масса брутто: 92 % максимальной взлетной массы (МТОМ);
- б) средняя масса брутто: простая средняя арифметическая большой массы брутто и малой массы брутто;
- с) малая масса брутто: $(0,45 \times \text{МТОМ}) + (0,63 \times (\text{МТОМ}^{0,924}))$.

Примечание. МТОМ выражается в килограммах.

2.3.2 В рамках сертификации по эмиссии CO₂ для МТОМ также проводится сертификация по эмиссии CO₂ для взлетных масс, меньших чем МТОМ. Однако помимо обязательной сертификации показателей CO₂ для МТОМ заявители могут добровольно подать заявку на утверждение показателей CO₂ для взлетных масс, меньших чем МТОМ.

2.4 Максимально допустимое значение оценочного показателя эмиссии CO₂

2.4.1 Значение оценочного показателя эмиссии CO₂ определяется в соответствии с методиками оценки, определенными в добавлении 1.

2.4.2 Значение оценочного показателя эмиссии CO₂ не превышает уровня, определенного в следующих пунктах:

- a) для самолетов, указанных в пп. 2.1.1 a), b) и c), с максимальной сертифицированной взлетной массой, равной 60 000 кг или менее:

$$\text{Максимально допустимое значение} = 10^{(-2,73780 + (0,681310 * \log_{10}(\text{МТОМ})) + (-0,0277861 * (\log_{10}(\text{МТОМ}))^2))},$$

- b) для самолетов, указанных в пп. 2.1.1 a) и c), с максимальной сертифицированной взлетной массой более 60 000 кг, но менее или равной 70 395 кг:

$$\text{Максимально допустимое значение} = 0,764;$$

- c) для самолетов, указанных в пп. 2.1.1 a) и c), с максимальной сертифицированной взлетной массой более 70 395 кг:

$$\text{Максимально допустимое значение} = 10^{(-1,412742 + (-0,020517 * \log_{10}(\text{МТОМ})) + (0,0593831 * (\log_{10}(\text{МТОМ}))^2))},$$

- d) для самолетов, указанных в пп. 2.1.1 d), e), f) и g), с максимальной сертифицированной взлетной массой равной 60 000 кг или менее:

$$\text{Максимально допустимое значение} = 10^{(-2,57535 + (0,609766 * \log_{10}(\text{МТОМ})) + (-0,0191302 * (\log_{10}(\text{МТОМ}))^2))},$$

- e) для самолетов, указанных в пп. 2.1.1 d), e), f) и g), с максимальной сертифицированной взлетной массой более 60 000 кг, но менее или равной 70 107 кг:

$$\text{Максимально допустимое значение} = 0,797;$$

- f) для самолетов, указанных в пп. 2.1.1 d), e), f) и g), с максимальной сертифицированной взлетной массой более 70 107 кг:

$$\text{Максимально допустимое значение} = 10^{(-1,39353 + (-0,020517 * \log_{10}(\text{МТОМ})) + (0,0593831 * (\log_{10}(\text{МТОМ}))^2))}.$$

2.5 Стандартные условия для определения удельной дальности полета самолета

2.5.1 Стандартные условия включают следующие условия в пределах утвержденного диапазона номинальных эксплуатационных режимов самолета:

- a) значения массы брутто самолета, определенные в п. 2.3;
- b) сочетание значений абсолютной высоты и воздушной скорости, выбранное заявителем для каждого указанного исходного значения массы брутто самолета;

Примечание. Предполагается, что в целом эти условия будут соответствовать сочетанию значений абсолютной высоты и воздушной скорости, которое дает в результате наивысшее значение SAR и которое обычно характерно для числа Маха крейсерского полета на режиме максимальной дальности на оптимальной высоте. Выбор условий, отличающихся от оптимальных, не в интересах заявителя, так как это будет отрицательно сказываться на значении SAR.

- c) устойчивый (без ускорения), прямой и горизонтальный полет;
- d) самолет сбалансирован в продольной и поперечной плоскостях;
- e) стандартная дневная атмосфера ИКАО¹;
- f) гравитационное ускорение самолета, выполняющего полет в направлении истинного севера в спокойном воздухе на расчетной высоте и геодезической широте 45,5°, основано на g_0 ;
- g) низшая теплота сгорания топлива равна 43,217 МДж/кг (18 580 БТЕ/фунт);
- h) выбираемое заявителем исходное положение центра тяжести (CG) самолета соответствует среднему местоположению CG, характерному для расчетных крейсерских характеристик для каждой из трех исходных значений массы самолета;

Примечание. Для самолета, оборудованного системой управления продольной центровкой, исходное положение CG можно выбирать с ее помощью.

- i) условия нагрузки на конструкцию крыла выбираются заявителем для репрезентативных полетов, выполняемых с учетом грузоподъемности самолета и стандартной практики изготовителя в области управления расходом топлива;
- j) выбираемый заявителем режим отбора электрической и механической мощности и воздуха учитывает расчетные крейсерские характеристики и соответствует рекомендуемой изготовителем методике;

Примечание. Отбор мощности и воздуха в связи с использованием дополнительного оборудования, например, информационно-развлекательных систем для пассажиров, учитывать необязательно.

- k) системы отбора воздуха от двигателей на нужды управления/стабилизации работают в соответствии с расчетными характеристиками данной модели двигателя, предусмотренными для конкретных условий;
- l) уровень ухудшения характеристик двигателя, выбираемый заявителем, соответствует начальному уровню ухудшения характеристик (минимум 15 взлетов или 50 ч наработки двигателя в полете).

2.5.2 Если условия испытаний отличаются от стандартных условий, вносятся поправки на разницу между условиями испытаний и стандартными условиями, как указывается в добавлении 1.

2.6 Методика испытаний

2.6.1 Значения SAR, на которых основано значение оценочного показателя эмиссии CO₂, устанавливаются непосредственно на основе результатов летных испытаний или модели расчета характеристик, подтверждаемой летными испытаниями.

2.6.2 Конфигурация испытательного самолета соответствует конфигурации, на которую запрашивается сертификация.

¹ Дос 7488/3, озаглавленный "Руководство по стандартной атмосфере ИКАО" (с верхней границей, поднятой до 80 км (262 500 футов)).

2.6.3 Методики испытаний и проведения анализа реализуются в установленном порядке для получения значений оценочного показателя эмиссии CO₂, как указывается в добавлении 1. Эти методики охватывает весь цикл летных испытаний и процесс анализа данных от предполетных мероприятий до послеполетного анализа данных.

Примечание. Используемое при каждом летном испытании топливо должно отвечать спецификациям, указанным в ASTM D1655-15², DEF STAN 91-91 Issue 7, Amendment 3³ или эквивалентным спецификациям.

² ASTM D1655-15 entitled *Standard Specification for Aviation Turbine Fuels*.

³ Defence Standard 91-91, Issue 7, Amendment 3, entitled *Turbine Fuel, Kerosene Type, Jet A-1*.

ДОБАВЛЕНИЕ 1. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ЗНАЧЕНИЯ ОЦЕНОЧНОГО ПОКАЗАТЕЛЯ ЭМИССИИ CO₂ ДЛЯ САМОЛЕТОВ

1. ДОЗВУКОВЫЕ РЕАКТИВНЫЕ САМОЛЕТЫ МАССОЙ БОЛЕЕ 5700 кг

2. ВИНТОВЫЕ САМОЛЕТЫ МАССОЙ БОЛЕЕ 8618 кг

1. ВВЕДЕНИЕ

Процесс определения значения оценочного показателя эмиссии CO₂ включает:

- a) определение RGF (см. добавление 2);
- b) определение условий и методик сертификационных испытаний и измерений для определения SAR (см. раздел 3) путем проведения непосредственных летных испытаний или с помощью валидированной модели для расчета характеристик, включая:
 - 1) измерение параметров, необходимых для определения SAR (см. раздел 4);
 - 2) приведение измеренных данных к стандартным условиям для SAR (см. раздел 5);
 - 3) валидацию данных, используемых для расчета сертифицированного значения оценочного показателя эмиссии CO₂ (см. раздел 6);
- c) расчет значения оценочного показателя эмиссии CO₂ (см. раздел 7);
- d) представление данных сертифицирующему органу (см. раздел 8).

Примечание. Инструкции и методики обеспечивают единообразие испытаний на соответствие и позволяют проводить сравнение между различными типами самолетов.

2. МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ УДЕЛЬНОЙ ДАЛЬНОСТИ ПОЛЕТА

2.1 SAR можно определять либо в ходе непосредственных летных испытаний путем выполнения измерений в точках замера для SAR, включая внесение в данные испытаний любых поправок для приведения их к исходным условиям, либо путем использования утвержденной сертифицирующим органом модели для расчета характеристик. Если используется модель для расчета характеристик, она подтверждается фактическими данными летных испытаний для определения SAR.

2.2 В любом случае, сбор данных при проведении летных испытаний для определения SAR осуществляется по методике, определенной в настоящем Стандарте и утвержденной сертифицирующим органом.

2.3 **Рекомендация.** Валидацию модели для расчета характеристик следует проводить только для точек замера и условий, имеющих отношение к демонстрации соответствия Стандарту. Методики испытаний и анализа, включая любые алгоритмы, которые могут использоваться, следует описывать достаточно детально.

3. УСЛОВИЯ ПРОВЕДЕНИЯ СЕРТИФИКАЦИОННЫХ ИСПЫТАНИЙ И ИЗМЕРЕНИЙ ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ УДЕЛЬНОЙ ДАЛЬНОСТИ ПОЛЕТА

3.1 Общие положения

В настоящем разделе определяются условия, при которых проводятся сертификационные испытания на предмет определения SAR, и используемые методики измерения.

Примечание. Многие заявки на сертификацию значения показателя эмиссии CO₂ связаны только с незначительными изменениями конструкции типа самолета. Соответствующие изменения значения показателя эмиссии CO₂ зачастую можно надежно установить путем использования эквивалентных методик, не проводя полномасштабного испытания.

3.2 Методика проведения летных испытаний

3.2.1 Предполетный этап

Предполетная методика утверждается сертифицирующим органом и включает следующие элементы:

- a) **Соответствие самолета.** Подтверждается соответствие испытательного самолета конфигурации конструкции типа, в отношении которой запрашивается сертификация.
- b) **Взвешивание самолета.** Испытательный самолет взвешивается. Любое изменение массы после взвешивания и до испытательного полета учитывается.
- c) **Низшая теплота сгорания топлива.** Для каждого испытательного полета отбирается проба топлива для определения его низшей теплоты сгорания. Результаты испытания пробы топлива используются для приведения измеренных данных к стандартным условиям. Методика определения низшей теплоты сгорания топлива и приведения к стандартным условиям утверждается сертифицирующим органом.
 - 1) **Рекомендация.** Значение низшей теплоты сгорания топлива должно определяться в соответствии с методикой, которая по крайней мере равноценна методике, определенной в спецификации ASTM D4809-13¹.
 - 2) **Рекомендация.** Проба топлива должна соответствовать топливу, используемому при каждом летном испытании, и на нее не должны влиять ошибки или отклонения, обусловленные заправкой топлива из различных источников, выбором топливного бака или расслоение топлива в баке.
- d) **Удельный вес и вязкость топлива.** Для каждого летного испытания отбирается проба топлива для определения его удельного веса и вязкости при использовании объемных расходомеров.

Примечание. При использовании объемных расходомеров вязкость топлива используется для определения объемного расхода топлива по параметрам, измеряемым объемным расходомером топлива. Удельный вес (или плотность) топлива используется для перевода объемного расхода топлива в массовый расход топлива.

¹ ASTM D4809-13 entitled *Standard Test Method for Heat of Combustion of Liquid Hydrocarbon Fuels by Bomb Calorimeter (Precision Method)*.

- 1) **Рекомендация.** Удельный вес топлива должен определяться в соответствии с методикой, которая по крайней мере равноценна методике, определенной в спецификации ASTM D4052-11².
- 2) **Рекомендация.** Кинематическая вязкость топлива должна определяться в соответствии с методикой, которая по крайней мере равноценна методике, определенной в спецификации ASTM D445-15³.

3.2.2 Методика летных испытаний

3.2.2.1 Летные испытания проводятся в соответствии с приводимой ниже методикой летных испытаний и стабильными условиями, указанными в п. 3.2.3.

3.2.2.2 Минимальная продолжительность полета между точками замера при испытаниях составляет 2 мин или они разделяются путем превышения одного или нескольких пределов критериев стабильности, указанных в п. 3.2.3.1.

3.2.2.3 **Рекомендация.** Во время испытаний условия, в которых выполняется полет для определения SAR, должны соответствовать следующим критериям:

- a) по мере возможности самолет выполняет полет на постоянной барометрической высоте и с постоянным курсом вдоль изобар;
- b) режим тяги/мощности двигателя остается неизменным в горизонтальном полете без ускорений;
- c) для сведения к минимуму величины поправок самолет выполняет полет, насколько это практически возможно, в максимальном приближении к стандартным условиям;
- d) не вносятся какие-либо изменения в балансировочное положение или режим мощности/тяги, отбор воздуха от двигателей на нужды стабилизации и управления, а также режим отбора электрической и механической мощности (включая поток отбираемого воздуха). Следует избегать любых изменений в использовании систем самолета, которые могут повлиять на результаты измерения SAR;
- e) перемещение персонала на борту сводится к минимуму.

3.2.3 Стабильность условий испытаний

3.2.3.1 Для обеспечения достоверности результатов измерения SAR следующие параметры выдерживаются в пределах указанных допусков как минимум в течение одной минуты, когда собираются данные по SAR:

- a) число Маха в пределах $\pm 0,005$;
- b) температура окружающей среды в пределах $\pm 1^\circ\text{C}$;
- c) курс в пределах $\pm 3^\circ$;
- d) линия пути в пределах $\pm 3^\circ$;
- e) угол сноса менее 3° ;
- f) путевая скорость в пределах $\pm 3,7$ км/ч (± 2 уз);

² ASTM D4052-11 entitled *Standard Test Method for Density and Relative Density of Liquids by Digital Density Meter*.

³ ASTM D445-15 entitled *Standard Test Method for Kinematic Viscosity of Transparent and Opaque Liquids (and Calculation of Dynamic Viscosity)*.

- г) разница между путевой скоростью в начале испытаний и путевой скоростью в конце испытаний находится в пределах $\pm 2,8$ км/ч/мин ($\pm 1,5$ уз/мин);
- h) барометрическая высота в пределах ± 23 м (± 75 фут).

3.2.3.2 Можно использовать альтернативные критерии обеспечения стабильности условий испытания, при условии, что такую стабильность можно в достаточной мере продемонстрировать сертифицирующему органу.

3.2.3.3 От использования точек выполнения замеров при испытаниях, которые не соответствуют указанным в п. 3.2.3.1 критериям стабильности условий испытаний, следует, как правило, отказываться. Однако могут быть приемлемы точки выполнения замеров при испытаниях, которые не соответствуют критериям стабильности, указанным в п. 3.2.3.1, при условии их утверждения сертифицирующим органом.

3.2.4 Верификация массы самолета в условиях испытаний

3.2.4.1 Методика определения массы самолета в условиях каждого испытания подлежит утверждению сертифицирующим органом.

3.2.4.2 **Рекомендация.** Массу самолета во время испытательного полета следует определять путем вычитания массы израсходованного топлива (т. е. общего расхода топлива) из массы самолета на момент начала летного испытания. Точность определения массы израсходованного топлива проверяется путем взвешивания испытательного самолета на откалиброванных весах до или после испытательного полета на предмет установления SAR, либо до и после другого испытательного полета с крейсерским участком, при условии, что этот полет выполняется в пределах одной недели или 50 ч полета (по мнению заявителя) после испытательного полета на предмет определения SAR и расходомеры не подвергались изменениям.

4. ИЗМЕРЕНИЕ УДЕЛЬНОЙ ДАЛЬНОСТИ ПОЛЕТА САМОЛЕТА

4.1 Система измерения

4.1.1 Регистрируются следующие параметры при минимальной частоте регистрации в 1 Гц:

- a) воздушная скорость;
- b) путевая скорость;
- c) истинная воздушная скорость;
- d) расход топлива;
- e) параметр режима мощности двигателя (например, число оборотов вентилятора, степень повышения давления двигателя, крутящий момент, мощность на валу);
- f) барометрическая высота;
- g) температура;
- h) курс;
- i) линия пути;
- j) использованное топливо (для определения массы брутто и положения центра тяжести (CG)).

4.1.2 Следующие параметры регистрируются с приемлемой частотой регистрации:

- a) широта;
- b) режимы отбора воздуха и мощности от двигателей;
- c) отбор мощности (электрическая и механическая нагрузка).

4.1.3 Значение каждого параметра, используемого для определения SAR, за исключением путевой скорости, является простым среднеарифметическим замеренных значений этого параметра, полученных в стабильных условиях испытаний (см. п. 3.2.3.1).

Примечание. Величину изменения путевой скорости в условиях испытания следует использовать для оценки и корректировки любого ускорения или торможения, которое может иметь место в условиях испытания.

4.1.4 Разрешающая способность отдельных измерительных устройств является достаточной для обеспечения стабильности параметров, указанных в п. 3.2.3.1.

4.1.5 Считается, что измерительная система SAR в целом представляет собой сочетание приборов и устройств (включая любые соответствующие методики), используемых для получения следующих параметров, необходимых для определения SAR:

- a) расход топлива;
- b) число Маха;
- c) абсолютная высота;
- d) масса самолета;
- e) путевая скорость;
- f) температура наружного воздуха;
- g) низшая теплота сгорания топлива;
- h) CG.

4.1.6 Точность отдельных элементов, входящих в общую измерительную систему SAR, определяется, исходя из ее влияния на SAR. Суммарная погрешность, связанная с общей измерительной системой SAR, определяется как корень из суммы квадратов (RSS) точности отдельных элементов.

Примечание. Точность параметров необходимо рассматривать только в пределах параметра, необходимого для демонстрации соответствия стандарту на эмиссию CO₂.

4.1.7 В том случае, если абсолютная величина суммарной погрешности общей измерительной системы SAR превышает 1,5 %, вводится поправочный коэффициент к значению SAR, приведенному к стандартным условиям, равный величине, на которую RSS превышает значение в 1,5 % (см. раздел 5). Если абсолютная величина суммарной погрешности общей измерительной системы SAR меньше или равна 1,5 %, поправочный коэффициент не применяется.

5. РАСЧЕТ ИСХОДНОЙ УДЕЛЬНОЙ ДАЛЬНОСТИ ПОЛЕТА ПО ДАННЫМ ИЗМЕРЕНИЙ

5.1 Расчет SAR

SAR рассчитывается по следующей формуле:

$$SAR = TAS/W_f,$$

где:

TAS — является истинной воздушной скоростью;

W_f — является общим расходом топлива самолета.

5.2 Приведение условий испытаний к стандартным условиям

5.2.1 Для приведения измеренных значений SAR к стандартным условиям, указанным в п. 2.5 главы 2 части II, вносятся поправки. Поправки вносятся по каждому из следующих измеренных параметров, которые не соответствуют стандартным условиям:

Абсолютная высота. Высота, на которой выполняет полет самолет, влияет на расход топлива.

Аэроупругость. Аэроупругость крыла может вызывать изменение лобового сопротивления как функции распределения массы крыла. На распределение массы крыла будет оказывать влияние распределение веса топлива в крыле и наличие каких-либо наружных подвесок.

Масса/δ Коэффициент подъемной силы самолета является функцией массы/δ и числа Маха, где δ — отношение атмосферного давления на заданной высоте к атмосферному давлению на уровне моря. Коэффициент подъемной силы применительно к условиям испытаний влияет на лобовое сопротивление самолета. Исходная масса/δ выводится из сочетания исходной массы, исходной высоты и значений атмосферного давления, определяемых на основе стандартной атмосферы ИКАО.

Низшая теплота сгорания топлива. Низшая теплота сгорания топлива определяет энергосодержание топлива. Низшая теплота сгорания топлива непосредственно влияет на расход топлива при заданных условиях испытания.

Отбор электрической и механической мощности и отбор воздуха. Отбор электрической и механической мощности и отбор воздуха влияют на расход топлива.

Примечание. Послеполетный анализ данных включает введение в измеренные данные поправки на характеристики чувствительности аппаратуры (например, задержки, запаздывание, рассогласование, буферизация и т. д. в системе).

Положение центра тяжести. Положение центра тяжести самолета влияет на лобовое сопротивление вследствие продольной балансировки.

Температура. Температура окружающей среды влияет на расход топлива. Исходной температурой является стандартная дневная температура согласно стандартной атмосфере ИКАО на исходной высоте.

Уровень ухудшения характеристик двигателя. На этапе первоначального использования топливная эффективность двигателей резко ухудшается. Затем темпы ухудшения характеристик значительно замедляются. Могут использоваться двигатели, уровень ухудшения характеристик которых ниже уровня ухудшения характеристик исходных двигателей при условии утверждения сертификационным органом. В этом случае расход топлива приводится к исходному уровню ухудшения характеристик двигателя с использованием утвержденной методики. Могут использоваться двигатели с большим уровнем ухудшения характеристик, чем уровень ухудшения характеристик исходного двигателя. В этом случае приведение к исходным условиям не допускается.

Ускорение/торможение (энергия). При определении лобового сопротивления предполагается установившийся полет без ускорений. Ускорение или торможение в условиях испытания влияет на оцениваемый уровень лобового сопротивления. Стандартное условие предполагает установившийся полет без ускорений.

Фактическое ускорение силы тяжести. Ускорение, вызванное влиянием локальной силы тяжести и инерцией, влияет на вес самолета при испытаниях. В условиях испытаний фактическая сила тяжести изменяется в зависимости от широты, высоты, путевой скорости и направления движения относительно земной оси. Исходное гравитационное ускорение представляет собой гравитационное ускорение самолета, выполняющего полет в направлении истинного севера в спокойном воздухе на исходной высоте, геодезической широте $45,5^\circ$, и оно основано на g_0 .

Число Рейнольдса. Число Рейнольдса влияет на лобовое сопротивление самолета. Применительно к заданному условию испытания число Рейнольдса является функцией плотности и вязкости воздуха при контрольных значениях высоты и температуры. Исходное число Рейнольдса выводится из плотности и вязкости воздуха на основе стандартной атмосферы ИКАО при исходных значениях абсолютной высоты и температуры.

5.2.2 Методика внесения поправок подлежит утверждению сертифицирующим органом. Если заявитель считает, что в какой-либо конкретной поправке нет необходимости, он предоставляет сертифицирующему органу приемлемое обоснование.

5.3 Расчет удельной дальности полета

Значения SAR для каждой из трех исходных масс, определенных в п. 2.3 главы 2 части II, рассчитываются непосредственно по данным измерений, выполненных в каждой достоверной точке замера при испытаниях и приведенных к стандартным условиям, или косвенным путем по модели расчета характеристик, подтверждаемой данными, полученными в этих точках замера. За окончательное значение SAR для каждого исходного значения массы принимается простое среднеарифметическое всех достоверных контрольных замеров при соответствующей массе брутто, или значения, выводимые по подтвержденной модели расчета характеристик. Ни один из элементов данных, полученных в достоверной точке замера, не опускается без согласования с сертифицирующим органом.

Примечание. Может допускаться экстраполяция в соответствии с принятой практикой в области летной годности на значения массы, отличающиеся от использованных при испытании, при условии использования валидированной модели расчета характеристик. Модель расчета характеристик должна базироваться на данных, охватывающих адекватный диапазон коэффициентов подъемной силы, чисел Маха, удельных расходов топлива, с тем чтобы экстраполяция этих параметров не проводилась.

6. ДОСТОВЕРНОСТЬ РЕЗУЛЬТАТОВ

6.1 По каждому значению SAR для трех исходных значений массы рассчитывается 90-процентный доверительный интервал.

6.2 Если данные для кластерного анализа получаются независимо по каждой из трех исходных точек для массы брутто, минимальный размер выборки, приемлемый для каждого из трех значений SAR применительно к массе брутто, равен шести.

6.3 В альтернативном порядке данные по SAR можно собирать, опираясь на диапазон значений масс. В этом случае минимальный размер выборки равен 12, а 90-процентный доверительный интервал рассчитывается для средней регрессии по этим данным.

6.4 Если 90-процентный доверительный интервал для значения SAR при любом из трех значений исходной массы самолета превышает $\pm 1,5\%$, может использоваться значение SAR при этой исходной массе при условии утверждения сертифицирующим органом, если при этом применяется корректировка. Поправочный коэффициент равен величине, на которую 90-процентный доверительный интервал превышает предел в $\pm 1,5\%$. Если 90-процентный доверительный интервал значения SAR меньше или равен $\pm 1,5\%$, необходимость в применении поправочного коэффициента отпадает.

Примечание. Методика расчета 90-процентного доверительного интервала приводится в томе III "Методики сертификации самолетов по эмиссии CO₂" Технического руководства по окружающей среде (Doc 9501).

7. РАСЧЕТ ЗНАЧЕНИЯ ОЦЕНОЧНОГО ПОКАЗАТЕЛЯ ЭМИССИИ CO₂

Значение оценочного показателя эмиссии CO₂ рассчитывается по формуле, определенной в п. 2.2 главы 2 части II.

8. ПРЕДСТАВЛЕНИЕ ДАННЫХ СЕРТИФИЦИРУЮЩЕМУ ОРГАНУ

Примечание. Необходимая информация подразделяется на: 1) информацию общего характера с указанием характеристик самолета и методики анализа данных; 2) перечень используемых исходных условий; 3) данные, полученные по результатам испытания(ий) самолета; 4) расчеты и поправки данных испытаний для определения SAR на исходные условия; 5) результаты, полученные на основе обработки данных испытаний.

8.1 Информация общего характера

По каждому типу и модели самолета, подлежащему сертификации по CO₂, запрашивается следующая информация:

- a) обозначение типа и модели самолета;
- b) общие характеристики самолета, включая диапазон CG, количество и обозначение типа двигателей и воздушных винтов, при их наличии;
- c) МТОМ;
- d) относительные размеры, необходимые для расчета RGF;
- e) серийный номер(а) самолета(ов), испытываемого(мых) для целей сертификации по CO₂ и, кроме того, любые модификации или нестандартное оборудование, которые могут влиять на характеристики самолета по CO₂.

8.2 Исходные условия

Предоставляется информация об исходных условиях, в которых определялась SAR (см. п. 2.5 главы 2 части II).

8.3 Данные испытаний

По каждой точке замера при испытаниях предоставляются следующие измеренные данные испытаний, включая любые поправки на характеристики контрольно-измерительной аппаратуры:

- a) воздушная скорость, путевая скорость и истинная воздушная скорость;
- b) расход топлива;
- c) барометрическое давление;
- d) температура статической воздушной массы;
- e) масса брутто самолета и CG в каждой точке замера при испытаниях;
- f) уровни отбора электрической и механической мощности и воздуха;
- g) характеристики двигателей:
 - 1) для реактивных самолетов – режим мощности двигателей;
 - 2) для винтовых самолетов – мощность на валу или крутящий момент двигателя и скорость вращения воздушных винтов;
- h) низшая теплота сгорания топлива;
- i) удельный вес и кинематическая вязкость топлива, если используются объемные расходомеры топлива (см. п. 3.2.1 d));
- j) суммарная погрешность (RSS) общей измерительной системы (см. п. 4.1.6);
- k) курс, линия пути и широта;
- l) критерии устойчивости (см. п. 3.2.3.1);
- m) описание приборов и устройств, используемых для замера параметров, необходимых для определения SAR, и показатели точности каждого из них в отдельности с точки зрения их влияния на SAR (см. пп. 4.1.5 и 4.1.6).

8.4 Вычисления и поправки на исходные условия данных испытаний на определение SAR

Для каждой точки измерений при испытаниях приводится информация о замеренных значениях SAR, поправках на исходные условия и скорректированных значениях SAR.

8.5 Производные данные

Для каждого самолета, испытываемого в сертификационных целях, представляется следующая производная информация:

- a) SAR (км/кг) для каждого исходного значения массы самолета и соответствующий 90-процентный доверительный интервал;
 - b) средний показатель инверсии значений SAR для трех исходных значений массы;
 - c) RGF;
 - d) значение оценочного показателя эмиссии CO₂.
-

ДОБАВЛЕНИЕ 2. ИСХОДНЫЙ ГЕОМЕТРИЧЕСКИЙ КОЭФФИЦИЕНТ

1. RGF является безразмерным параметром, используемым для корректировки $(1/SAR)_{AVG}$. RGF основан на определении размера фюзеляжа, приведенного к 1 м^2 , и определяется следующим образом:

- а) для однопалубных самолетов определяется площадь поверхности (выраженная в м^2), ограничиваемой максимальной шириной OML фюзеляжа, которая проецируется на плоскую поверхность, параллельную полу основной палубы;
- б) для самолетов с верхней палубой определяется сумма площади поверхности (выраженной в м^2), ограничиваемой максимальной шириной OML фюзеляжа, которая проецируется на плоскую поверхность, параллельную полу основной палубы, и площади поверхности, ограничиваемой максимальной шириной OML фюзеляжа на уровне пола верхней палубы или над ним, которая проецируется на плоскую поверхность, параллельную полу верхней палубы;
- с) вычисляется безразмерный RGF посредством деления площадей, определенных в пп. 1 а) или 1 б), на 1 м^2 .

2. RGF включает все объемы герметичной кабины на основной или верхней палубе, включая продольные и поперечные проходы между рядами кресел, вспомогательные отсеки, лестничные проемы и площади, в которых могут размещаться грузы и вспомогательные топливные емкости. В него не входят стационарные встроенные топливные баки в пределах кабины, негерметизированные обтекатели, а также места отдыха/работы экипажа или грузовые площади, не расположенные на основной или верхней палубе (например, отсеки или площади под полом). RGF не охватывает зону кабины экипажа.

3. Задней границей, используемой для расчета RGF, является задний гермошпангоут. Переднюю границу образует передний гермошпангоут, за исключением зоны кабины летного экипажа.

4. Зоны, доступные как для экипажа, так и для пассажиров, при определении зоны кабины летного экипажа не учитываются. Для самолетов, на которых установлена дверь кабины летного экипажа, задней границей зоны кабины экипажа является плоскость двери кабины экипажа. Для самолетов с изменяемой внутренней конфигурацией, допускающей различные места размещения двери кабины летного экипажа или отсутствие двери кабины, эта граница определяется конфигурацией, которая дает наименьшую зону кабины экипажа. В самолетах, сертифицированных для выполнения полетов с одним пилотом, зона кабины экипажа распространяется на половину ширины кабины.

5. На рис. A2-1 и A2-2 условно показаны границы, используемые для определения RGF.

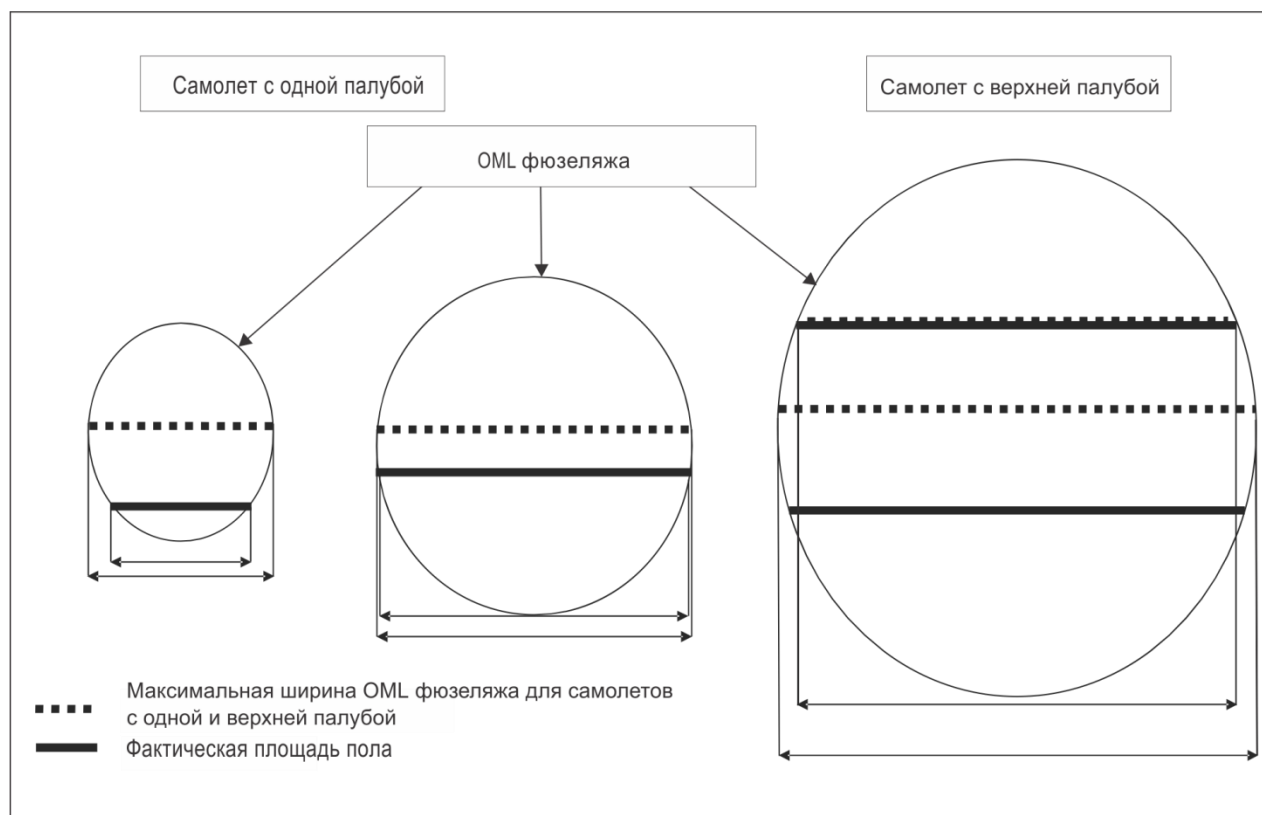


Рис. А2-1. Поперечное сечение

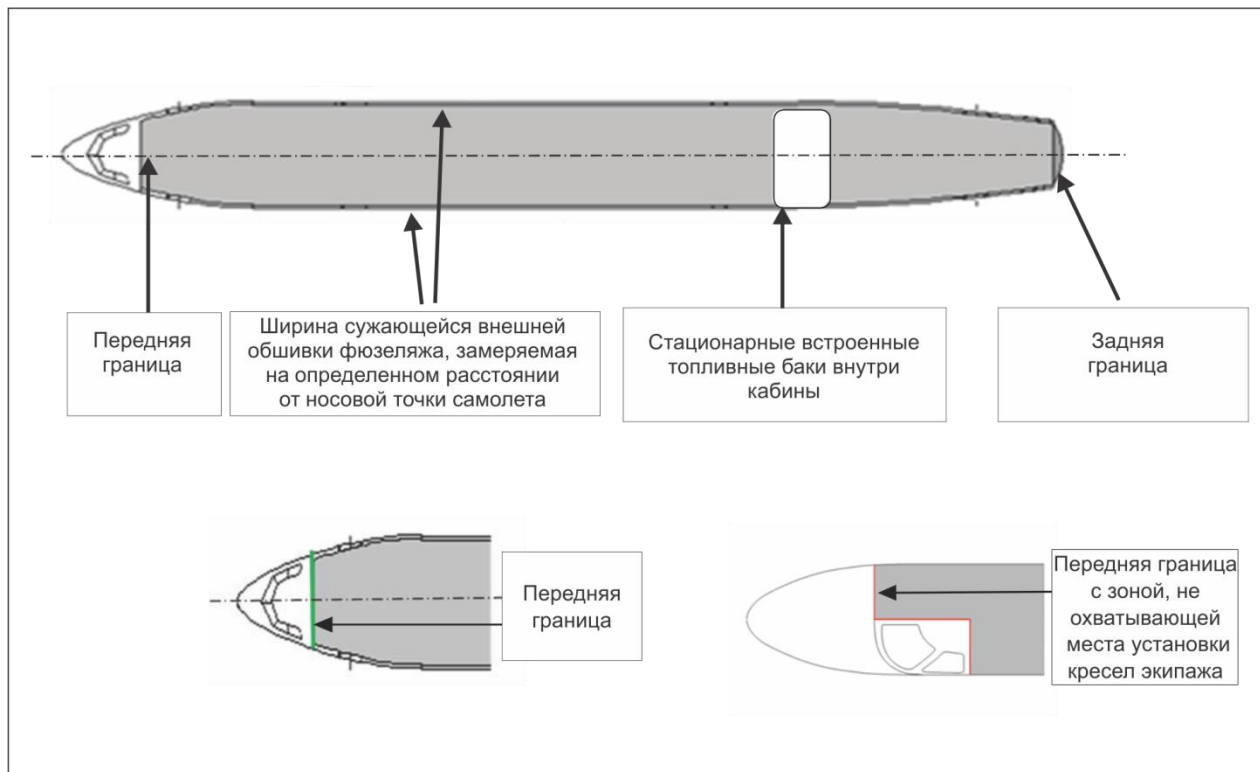


Рис. А2-2. Продольное сечение

— КОНЕЦ —

ISBN 978-92-9258-238-8



9

789292

582388